

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

Matea Lišnić

Zagreb, 2017.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

Analiza čvrstoće nekonvencionalne i konvencionalne konstrukcije krila
aviona

Mentor:

Prof. dr. sc. Ivica Smojver

Studentica:

Matea Lišnić

Zagreb, 2017.

Izjavljujem da sam ovaj rad izradila samostalno uz stručnu pomoć prof. dr. sc. Ivice Smojvera koristeći znanja stečena tijekom studija i navedenu literaturu.

Matea Lišnić

ZAHVALE

Želim se zahvaliti prije svega roditeljima na bezgraničnoj podršci kroz moje cjelokupno obrazovanje.

Na stručnoj pomoći u korištenju programskog paketa Abaqus želim se zahvaliti doc. dr. sc. Darku Ivančeviću.

Zahvala mentoru prof. dr. sc. Ivici Smojveru na stručnom vodstvu i zanimljivoj temi.



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE
Središnje povjerenstvo za završne i diplomske ispite
Povjerenstvo za završne i diplomske ispite studija zrakoplovstva



Sveučilište u Zagrebu	
Fakultet strojarstva i brodogradnje	
Datum: 25-09-2017	Prilog
Klasa: 602-04/17-64	
Ur.broj: 15-1703-17-322	

ZAVRŠNI ZADATAK

Studentica: Matea Lišnić

Mat. br.: 0035195919

Naslov rada na hrvatskom jeziku: Analiza čvrstoće nekonvencionalne i konvencionalne konstrukcije krila aviona

Naslov rada na engleskom jeziku: Stress Analysis of Nonconventional and Conventional Aircraft Wing Structure

Opis zadatka:

Temeljem pregleda relevantne literature, prikazati nove trendove u zrakoplovnim konstrukcijama, koji se zasnivaju na tehnologijama aditivne proizvodnje. U radu se treba fokusirati na potencijalnu nestandardnu morfologiju konceptualne zrakoplovne konstrukcije, bez razmatranja mogućnosti primjene trenutne dostupnih tehnologija u izradi iste.

Izvršiti proračun jedne ili više nestandardnih konstrukcija krila (ovisno o raspoloživom vremenu) i iste usporediti sa standardnom konstrukcijom građenom od uobičajenih elemenata u zrakoplovstvu. Ocjenu nove konstrukcije izvršiti usporedbom masa nove i standardne konstrukcije, uz ista opterećenja. U konstrukciji koristiti ugljik/epoksi kompozite uobičajene u zrakoplovstvu i po potrebi izvršiti promjenu vrste materijala. Opterećenje definirati korištenjem dostupnih podataka iz literature ili korištenjem pojednostavljenih aerodinamičkih proračuna. Proračun izvršiti kao materijalno i geometrijski linearan (nelinearan, ukoliko je potrebno) korištenjem programa Abaqus, kao i ostalih odgovarajućih programa.

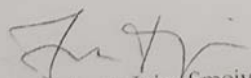
U radu navesti korištenu literaturu te eventualnu dobivenu pomoć.

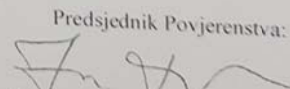
Zadatak zadan:
24. travnja 2017.

Rok predaje rada:
2. rok (izvanredni): 28. lipnja 2017.
3. rok: 22. rujna 2017.

Predviđeni datumi obrane:
2. rok (izvanredni): 30. 06. 2017.
3. rok: 25. 9. - 29. 09. 2017.

Zadatak zadao:


Prof. dr. sc. Ivica Smojver

Predsjednik Povjerenstva:

Prof. dr. sc. Ivica Smojver

SADRŽAJ

1. UVOD	1
2. NESTANDARDNA MORFOLOGIJA KRILA	4
2.1. Konstruiranje nestandardne morfologije krila	4
2.2. Materijali i postupci proizvodnje aditivnim tehnologijama	5
2.2.1. Taložno srašćivanje (FDM).....	5
2.2.2. Stereolitografija (SLA).....	6
2.2.3. PolyJet	7
2.2.4. Selektivno lasersko srašćivanje (SLS)	8
2.2.5. Selektivno lasersko taljenje (SLM)	8
2.2.6. Taljenje pomoću snopa elektrona (EBM)	8
2.3. Potencijali i problemi aditivne proizvodnje.....	9
2.3.1. Aditivna proizvodnja s više materijala.....	9
2.3.2. Pametni materijali za izradu „morphing“ krila	9
2.3.3. Problemi aditivne proizvodnje	10
3. GEOMETRIJA KRILA ZA NUMERIČKU ANALIZU	11
3.1. Krilo nestandardne morfologije.....	11
3.2. Konvencionalno krilo	13
4. NUMERIČKI MODEL.....	15
4.1. Rubni uvjeti	15
4.2. Opterećenje	16
4.3. Mreža konačnih elemenata	19
4.4. Rezultati.....	23
5. TOPOLOŠKA OPTIMIZACIJA	30
6. ZAKLJUČAK	33
7. LITERATURA	34

POPIS SLIKA

Slika 1 Usporedba strukture ptičje kosti i koncepta novog Airbusovog putničkog zrakoplova [1]	2
Slika 2 Razlika između dijela Eurostar satelita proizvedenog tradicionalnim tehnologijama proizvodnje i dijela proizvedenog aditivnim tehnologijama [2].....	2
Slika 3 Razlika između uniformne i konformne rešetke [5].....	4
Slika 4 3D isprintani dio krila bespilotne letjelice FrankenEye [6]	4
Slika 5 Primjer bespilotne letjelice tvrtke Aurora Flight Sciences napravljene FDM metodom od Ultema [7] .	6
Slika 6 Bespilotna letjelica oblika letećeg krila napravljena FDM metodom od ABS materijala [8]	6
Slika 7 Mahajuće krilo proizvedeno PolyJet metodom [4]	7
Slika 8 Krilo bespilotne letjelice Aurora Flight Sciences [8].....	11
Slika 9 Prikaz geometrije krila nestandardne morfologije u izometriji.....	12
Slika 10 Nacrt krila nestandardne morfologije.....	12
Slika 11 Geometrija konvencionalnog krila [11]	14
Slika 12 Prikaz detalja geometrije konvencionalnog krila bez oplata [12]	14
Slika 13 Uklještenje krila nestandardne morfologije	15
Slika 14 Rubni uvjeti konvencionalnog krila [12]	16
Slika 15 Raspored koeficijenta uzgona po rasponu polukrila [12].....	17
Slika 16 Raspodjela sile uzgona po polukrilu [12].....	17
Slika 17 Opterećenje na modelu.....	18
Slika 18 Ovisnost pomaka točke na vrhu krila u smjeru djelovanja opterećenja u ovisnosti o broju konačnih elemenata za krilo nestandardne morfologije.....	19
Slika 19 Mreža konačnih elemenata krila nestandardne morfologije.....	20
Slika 20 Detalji mreže konačnih elemenata krila nestandardne morfologije	20
Slika 21 Konvergencija pomaka u ovisnosti o broju konačnih elemenata za konvencionalno krilo [12]	21
Slika 22 Mreža konačnih elemenata konvencionalnog krila u presjeku s globalnom x osi	22
Slika 23 Mreža konačnih elemenata konvencionalnog krila u presjeku s globalnom z osi	22
Slika 24 Naprezanja prema Von Misesu za krilo nestandardne morfologije debljine dijelova 1mm	23
Slika 25 Naprezanja prema Von Misesu za krilo nestandardne morfologije mase 60, 19 kg	24
Slika 26 Naprezanja prema Von Misesu unutrašnjeg dijela krila nestandardne morfologije.....	24
Slika 27 Pomak u smjeru djelovanja opterećenja krila nestandardne morfologije mase 60,19 kg	25
Slika 28 Naprezanja na oplati konvencionalnog krila prema Von Misesu.....	25
Slika 29 Naprezanja na unutrašnjim elementima konvencionalnog krila prema Von Misesu	26
Slika 30 Pomaci konvencionalnog krila u smjeru djelovanja opterećenja	26
Slika 31 Grafički prikaz pomaka u smjeru djelovanja opterećenja po rasponu polukrila	27
Slika 32 Toploški optimizirano krilo bez proizvodnih ograničenja [14].....	31
Slika 33 Topološki optimizirano krilo s jednom ramenjačom [14].....	32

POPIS TABLICA

Tablica 1 Geometrijska svojstva konvencionalnog krila.....	13
Tablica 2 Debljine pojedinih elemenata za konvencionalno krilo izrađeno od aluminijeve legure	13
Tablica 3 Svojstva aluminijeve legure 2024	15
Tablica 4 Usporedba pomaka u smjeru djelovanja opterećenja konvencionalnog krila i krila nestandardne morfologije	27
Tablica 5 Momenti inercije i savojna krutost dvaju krila	28

POPIS OZNAKA

Oznaka	Jedinica	Opis
c	M	Duljina korjene tetive krila
C_l	-	Koeficijent uzgona
E	N/m ²	Modul elastičnosti
E_0	N/m ²	Inicijalni modul elastičnosti
EI_{xx}	Nm ²	Savojna krutost krila oko osi x
EI_{yy}	Nm ²	Savojna krutost krila oko osi y
EI_{zz}	Nm ²	Savojna krutost krila oko osi z
I_{xx}	m ⁴	Moment inercije presjeka krila oko osi x
I_{yy}	m ⁴	Moment inercije presjeka krila oko osi y
I_{zz}	m ⁴	Moment inercije presjeka krila oko osi z
q_l	N/m	Raspodijeljeno opterećenje po krilu
V	m/s	Brzina slobodne struje zraka
ν	-	Poissonov koeficijent
ρ	kg/m ³	Gustoća

SAŽETAK

Sadržaj ovoga rada sastavljen je iz dvije cjeline. Prva cjelina prikazuje novosti u svjetu zrakoplovnih konstrukcija proizvedenih aditivnim tehnologijama. Naglasak pri razmatranju novih konstrukcija jest na njihovoj nestandardnoj morfologiji. Ova cjelina također opisuje načine proizvodnje prikladne za izradu pojedinih dijelova uzimajući u obzir materijale od kojih će dio biti izrađen i svojstva koja nam omogućava pojedina metoda. U drugoj cjelini napravljena je analiza krila nestandardne morfologije. Analiza je provedena pomoću programskog paketa Abaqus koristeći metodu konačnih elemenata. Rezultati analize krila nestandardne morfologije uspoređeni su sa krilom konvencionalne morfologije. Usporedba je provedena na temelju razlike masa ta dva krila.

Ključne riječi: nestandardna morfologija zrakoplova, krilo, aditivne tehnologije, MKE

SUMMARY

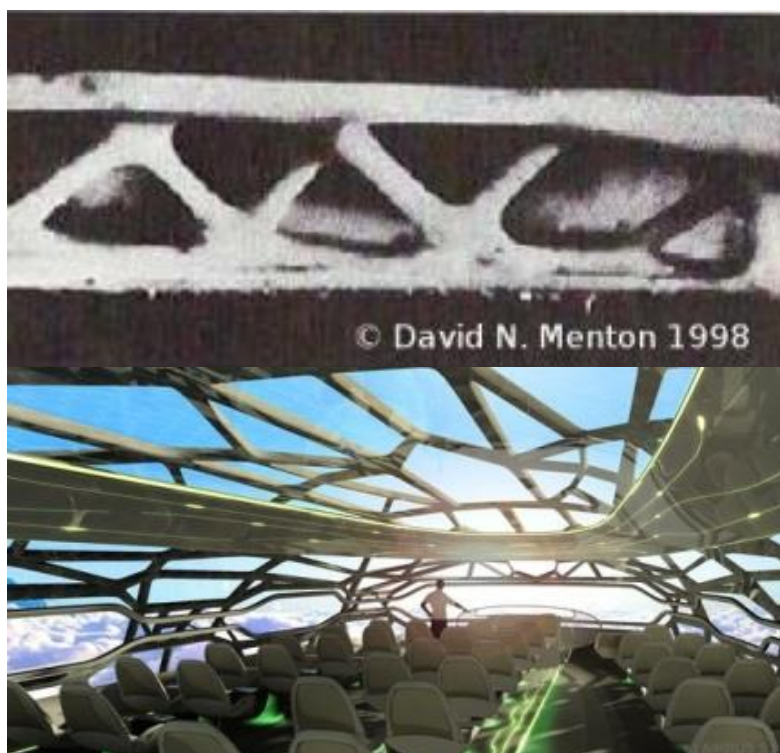
Contents of this work is divided into two parts. First part shows novelty in the world of aerospace design manufactured with additive technologies. The emphasis is on the nonconventional aircraft morphology. This part also shows different methods of additive manufacturing and potential of these methods. In the second part, stress analysis of nonconventional aircraft wing structure is carried out. The analysis is conducted by the finite element method using Abaqus software. Results of the analysis of nonconventional aircraft wing structure is compared with conventionally structured wing. Comparison is based on mass difference of two wings.

Keywords: nonconventional aircraft -morphology, wing, additive technologies, FEM

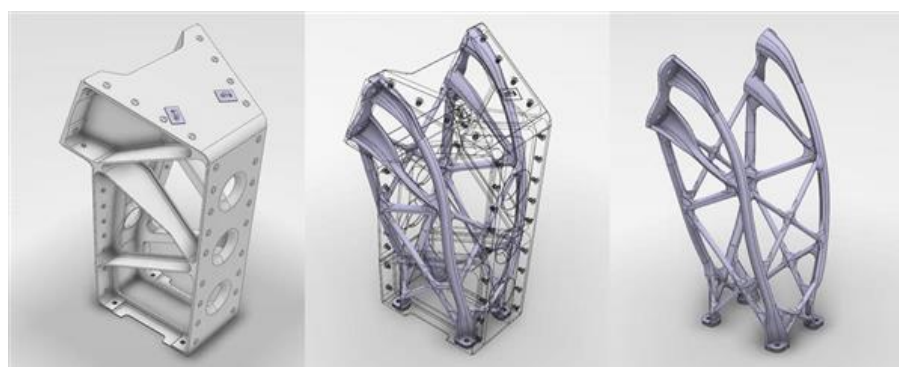
1. UVOD

Pojava tehnologija aditivne proizvodnje otvorila je novi pristup izradi avionskih dijelova. Ovaj način proizvodnje u zrakoplovnoj i svemirskoj industriji koristi se pri izradi prototipa i dijelova čiju geometriju nije moguće izraditi pomoću tradicionalnih tehnologija proizvodnje. Veliku prednost aditivnim tehnologijama osim mogućnosti izrade složenije geometrije daju niski troškovi proizvodnje koji se temelje na znatnom smanjenju otpadnog materijala, ukupnog vremena proizvodnje i smanjenim troškovima montaže. Smanjenje otpadnog materijala vrlo je bitno kada je riječ o skupim materijalima poput titana. Niski troškovi montaže posljedica su izrade komplicirane geometrije iz jednog dijela dok bi se ta ista geometrija kod tradicionalnih metoda morala proizvesti iz više dijelova. Izrada komada iz više dijelova zahtjeva spojne dijelove poput zakovica (koje se najviše upotrebljavaju u zrakoplovstvu) koji osim dužeg vremena montaže povećavaju i masu letjelice. Zbog toga što je u zrakoplovstvu vrlo bitno imati što manju masu kako bi korisna masa mogla biti što veća, uklanjanje spojnih dijelova također pridonosi i smanjenju mase konstrukcije. Zbog prednosti koje nam omogućava proizvodnja aditivnim tehnologijama danas se nastoji u što većoj mjeri raširiti upotrebu 3D printera u zrakoplovnoj i svemirskoj industriji. Brojne vodeće tvrtke poput Airbus-a i Boeing-a koriste dijelove proizvedene aditivnim metodama u svojim letjelicama.

Kada je riječ o konstrukciji krila i trupa aditivne tehnologije izrade otvorile su potpuno nov pristup modeliranju njihove geometrije. Najveća inspiracija pri njihovom modeliranju proizlazi iz struktura nastalih u prirodi. Koristeći se tom logikom Airbus je objavio koncept svog novog putničkog zrakoplova čija se konstrukcija u potpunosti bazira na strukturi ptičjih krila i unutrašnjosti njezinih kostiju. [1] Usporedbu ptičje kosti i koncepta Airbusovog novog putničkog zrakoplova prikazuje slika 1. Najveća prednost 3D printanja kod proizvodnje konstrukcija trupa i krila jest izrada zatvorenih šupljih konstrukcija većeg volumena, a manje gustoće. Dobar primjer tome jest dio Airbusovog Eurostar E3000 satelita. Ovaj dio izrađen je iz jednoga dijela te je zamijenio stari napravljen tradicionalnim metodama iz 4 dijela i pričvršćen pomoću 44 zakovice čime se masa konstrukcije smanjila 35%. Unatoč smanjenju mase krutost ovoga dijela porasla je 40%. Razliku između novog i starog dijela prikazuje slika 2. [2] Iako krilo i trup za sada nije moguće napraviti iz jednog dijela pošto ne postoji još dovoljno velik 3D printer, ovaj primjer daje dobar uvid u to što se može dobiti aditivnom proizvodnjom velikih konstrukcijskih cjelina.



Slika 1 Usporedba strukture ptičje kosti i koncepta novog Airbusovog putničkog zrakoplova [1]



Slika 2 Razlika između dijela Eurostar satelita proizvedenog tradicionalnim tehnologijama proizvodnje i dijela proizvedenog aditivnim tehnologijama [2]

Osim za izradu konstrukcija trupa i krila, aditivnim tehnologijama proizvode se i dijelovi za mlazne motore i raketni pogon. Dobar primjer tome jest tvrtka General Electric koja je 2016. godine za Airbusove avione uspjela aditivnim metodama proizvesti mlaznice kojima je masa smanjena za

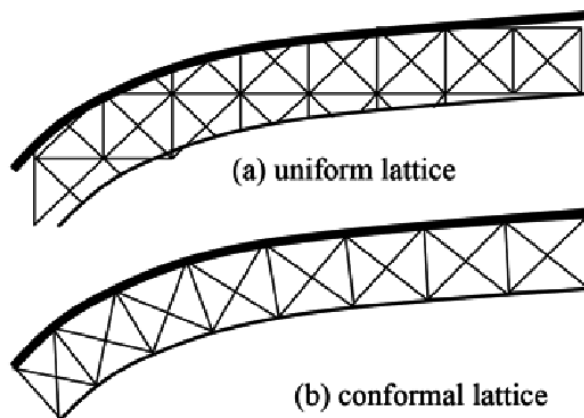
25% u odnosu na mlaznice proizvedene tradicionalnim postupcima, a broj elemenata od kojih je mlaznica sastavljena smanjio se s uobičajenih 18 na 1. Također, zbog mogućnosti izrade složenije strukture hlađenja izdržljivost ovog dijela produžena je pet puta. [3]

U ovom radu detaljnije je analizirano samo krilo. 3D printanjem moguće je napraviti geometriju krila znatno složeniju nego što je ona kod konvencionalnog krila koje se sastoji od oplata te uzdužnih i poprečnih elemenata proizvedenih tradicionalnim tehnologijama proizvodnje. Osim složenije geometrije ovaj postupak omogućava i smanjenje mase bez ugrožavanja mehaničkih svojstava. Aditivni način proizvodnje krila iz jednog komada za sada je našao primjenu samo kod bespilotnih letjelica, dok se u civilnom zrakoplovstvu koristi za printanje pojedinih dijelova. Na temelju geometrije krila modelirane prema primjeru bespilotne letjelice proizvedene aditivnim tehnologijama od strane tvrtke Aurora Flight Sciences napravljena je usporedba pojednostavljenog konvencionalnog krila i krila jednake vanjske geometrije s morfologijom sličnom onoj u bespilotnoj letjelici. Cilj ove usporedbe ocjena je nove konstrukcije usporedbom mase nove i standardne konstrukcije, uz ista opterećenja i rubne uvjete.

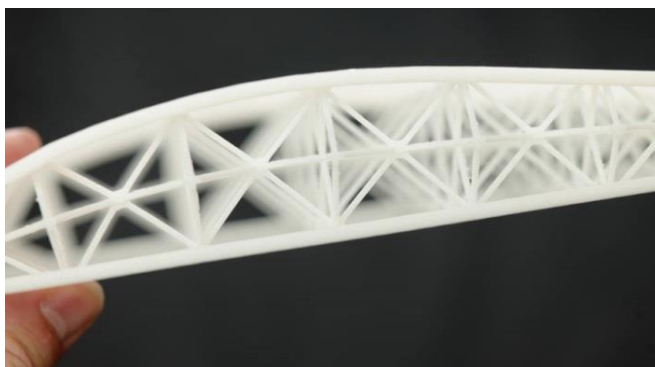
2. NESTANDARDNA MORFOLOGIJA KRILA

2.1. Konstruiranje nestandardne morfologije krila

Za konstruiranje unutrašnjosti krila nestandardne morfologije najzanimljivije su se pokazale rešetkaste strukture i strukture u obliku ćelija poput saćaste strukture. Pri tome oblik, veličina i raspored rešetke ili ćelija može varirati prema potrebi ovisno o željenoj krutosti konstrukcije. Analizom ovakvih konstrukcija primijećeno je da će konformna rešetka napravljena od dijelova koji prate vanjski oblik konstrukcije i zbog toga su raznih veličina i oblika biti bolja od uniformne rešetke. [4] Razlika uniformne i konformne rešetke prikazana je na slici 3. [5] Realni primjer upotrebe konformne rešetke jest krilo bespilotne letjelice FrankenEye NASA-ina istraživačkog tima kako prikazuje slika 4. [6]



Slika 3 Razlika između uniformne i konformne rešetke [5]



Slika 4 3D isprintani dio krila bespilotne letjelice FrankenEye [6]

2.2. Materijali i postupci proizvodnje aditivnim tehnologijama

Pri modeliranju krila nestandardne morfologije osim odabira oblika, veličine i rasporeda rešetke ili ćelija od kojih je krilo napravljeno vrlo bitnu ulogu ima i odabir materijala i način aditivne proizvodnje. Danas postoje razni materijali pogodni za proizvodnju dijelova aditivnim tehnologijama. Tim materijalima pripadaju metali, keramike, termoplastika i kompozitni materijali. Postupci aditivne proizvodnje koji se najviše koriste u izradi zrakoplovnih dijelova su taložno srašćivanje - FDM (Fused Deposition Modeling), stereolitografija - SLA (Stereolithography), hibridni postupak 3D printanja i stereolitografije odnosno PolyJet, selektivno lasersko srašćivanje - SLS (Selective Laser Sintering), selektivno lasersko taljenje - SLM (Selective Laser Melting) i taljenje pomoću snopa elektrona - EBM (Electron-Beam Melting). [4]

2.2.1. Taložno srašćivanje (FDM)

FDM metoda ili taložno srašćivanje modele izrađuje nanoseći materijal pomoću mlaznice sloj po sloj. Ova metoda najpogodnija je za razne vrste termoplastike poput Ultema i ABS-a (Acrylonitrile-butadiene-styrene) koji se često koriste u zrakoplovnoj i svemirskoj industriji. Ovi materijali imaju izvrsna toplinska, mehanička i kemijska svojstva. Osim izotropnih materijala ova metoda pogoduje i izradi kompozitnih materijala korištenjem više mlaznica. Zbog mogućnosti printanja visokočvrstih materijala ovom metodom moguće je printati kritične dijelove bespilotnih letjelica (UAV) poput bespilotne letjelice oblika letećeg krila kod koje nema jasne razlike između krila i trupa. Za sada se ovom metodom mogu printati samo dijelovi zrakoplova jer ne postoje dovoljno veliki printeri koji bi bili u mogućnosti proizvesti velike konstrukcijske cjeline poput krila iz jednog komada. Drugo ograničenje ove metode jest efekt stepenica primijećen u smjeru z koordinatne osi što ugrožava finu zaglađenost završne površine i zahtjeva završnu obradu. [4] Na slici 5 prikazana je bespilotna letjelica tvrtke Aurora Flight Sciences čija je unutrašnja struktura iskorištena kao podloga geometriji krila nestandardne morfologije analiziranog kasnije u ovom radu. Ova letjelica napravljena je od Ultema metodom taložnog srašćivanja. [7] Slika 6 prikazuje bespilotnu letjelicu oblika letećeg krila napravljenu istom metodom od materijala ABS. [8]



Slika 5 Primjer bespilotne letjelice tvrtke Aurora Flight Sciences napravljene FDM metodom od Ultema [7]



Slika 6 Bespilotna letjelica oblika letećeg krila napravljena FDM metodom od ABS materijala [8]

2.2.2. Stereolitografija (SLA)

Stereolitografija je metoda koja koristi ultraljubičastu svjetlost za polimerizaciju fotoosjetljive tekuće smole. Postupak se kao i većina postupaka proizvodnje aditivnim tehnologijama odvija sloj po sloj. Korištenje stereolitografije u proizvodnji kritičnih konstrukcijskih komponenti kod letjelica vrlo je ograničeno zbog nestabilnosti fotoosjetljivih materijala.

Eksperimentalno je utvrđeno da se bespilotna letjelica proizvedena ovom metodom čuvana na sobnoj temperaturi značajno ulegla pod vlastitom težinom nakon samo nekoliko mjeseci. [4]

2.2.3. PolyJet

Polyjet metoda sjedinjuje stereolitografiju i 3D printanje. Kod ove metode mreža mlaznica kliže naprijed - nazad i nanosi sloj fotoosjetljivog polimernog materijala na radnu površinu. Svaki sloj fotoosjetljivog polimera očvršćuje pod djelovanjem UV svjetlosti odmah nakon tiskanja. Nakon završenog prvog sloja, radna podloga spušta se za debljinu sljedećeg sloja i glava za tiskanje započinje izradu tog sljedećeg sloja. Prednost ovog postupka mogućnost je miješanja i printanja različitih materijala u istom modelu što omogućuje još veću optimizaciju konstrukcije. Također prednost Polyjeta naspram FDM-a jest bolja zaglađenost završne konstrukcije što omogućuje izradu funkcionalnih dijelova. Uz sve prednosti koje daje ovaj način aditivne proizvodnje postoji jedan nedostatak. Taj nedostatak jest sporo oporavljanje nakon izlaganja velikom opterećenju. Eksperiment proveden u cilju određivanja oporavka oblika strukture nakon izlaganja velikim opterećenjima na primjeru sačaste strukture pokazao je da se samo 80% oblika povratilo sat vremena nakon rasterećenja. Ovaj eksperiment pokazuje kako ova vrsta proizvodnje nije pogodna za izradu kritičnih dijelova konstrukcije. Na slici 7 prikazano je mahajuće krilo (eng. flapping wing) proizvedeno PolyJet metodom. [4]



Slika 7 Mahajuće krilo proizvedeno PolyJet metodom [4]

2.2.4. Selektivno lasersko srašćivanje (SLS)

Selektivno lasersko srašćivanje metoda je koja koristi radnu podlogu smještenu na visini koja je potrebna da se položi sloj praškastog materijala i dobije željena debljina sloja. Praškasti materijal nanosi se pomoću komore koja sadrži materijal za obradu u obliku valjka ili ravne ploče za izravnavanje. Sloj praha skenira se i grije te dolazi do međusobnog srašćivanja čestica materijala. Radna se površina zatim snižava do visine koja dopušta polaganje novog sloja praha željene debljine. Novi sloj ponovno se skenira, prijanja prethodnom i prilagođuje sljedećem sloju. Ova metoda koristi se za izradu složenih 3D modela od metala, keramike i termoplastike. Nedostatak je selektivnog laserskog srašćivanja gruba površina printanih dijelova koja zahtjeva završnu obradu. Ovaj postupak prvi puta upotrebljen je 2011. godine za izradu čvrste, lake i složene strukture bespilotne letjelice na sveučilištu Southampton. Letjelica je napravljena s eliptičnim oblikom krila kako bi se pokazala mogućnost izrade vrlo složenih dijelova koje je teško proizvesti tradicionalnim metodama proizvodnje. [4]

2.2.5. Selektivno lasersko taljenje (SLM)

Selektivno lasersko taljenje metoda je aditivne proizvodnje koja se koristi za printanje 3D metalnih dijelova. Ova metoda koristi laser za taljenje uzastopnih slojeva metalnog praha. Laser zagrijava čestice na posebnim mjestima određenim putem CAD datoteke. Metoda se poput ostalih odvija sloj po sloj do završetka dijela. U zrakoplovnoj industriji ovaj proces najviše se koristi za printanje dijelova od titana i aluminija. [9]

2.2.6. Taljenje pomoću snopa elektrona (EBM)

EBM ili metoda taljenja pomoću snopa elektrona koristi elektrone kao izvor energije umjesto lasera koji se koriste u većini ostalih aditivnih tehnologija proizvodnje. Snop elektrona tali metalni prah sloj po sloj. Proces se odvija u komori u kojoj vlada visoki vakuum što omogućava ovoj metodi potpuno taljenje metalnog praha. Kao rezultat ovog procesa dobiva se dio konstantne gustoće u kojemu nema zaostalog metalnog praha te materijal koji je u potpunosti zadržao svoja

svojstva. Metali nakon prolaska kroz proces taljenja pomoću snopa elektrona imaju bolja svojstva od lijevanih metala. Zbog toga što se proces odvija u vakuumu ova metoda pogoduje izradi dijelova od reaktivnih materijala sklonih oksidaciji. [10]

2.3.Potencijali i problemi aditivne proizvodnje

2.3.1. Aditivna proizvodnja s više materijala

Težnja izradi multifunkcionalnih dijelova stvorila je potrebu za mogućnosti aditivne proizvodnje multifunkcionalnih materijala koji će biti izrađeni kombinacijom različitih materijala. Njihova prednost bila bi visoka čvrstoća, visoka otpornost na koroziju te mala masa i gustoća. Zbog navedenih prednosti smatra se da bi dijelovi imali bolja mehanička svojstva kao što je otpornost na trošenje te da bi mogli zamijeniti komponente izrađene od jednog materijala. Problem ovog koncepta jest iznimna kompleksnost izrade multifunkcionalnih materijala te se zbog toga aditivne tehnologije proizvodnje za sada većinom koriste za printanje komponenti od jednog materijala. Unatoč tome, printanje dijelova od više materijala za sada se bazira na izradi metodama taložnog srašćivanja, selektivnog laserskog srašćivanja i PolyJet metode. Ovakva primjena navedenih metoda za sada je još uvijek u razvojnoj fazi. [4]

2.3.2. Pametni materijali za izradu „morphing“ krila

Velika pozornost kod konstruiranja krila zrakoplova usmjerena je na takozvano „morphing“ krilo. Ovo krilo posebno je po tome što može mijenjati oblik kako bi se prilagodilo svim uvjetima leta te kako bi performanse zrakoplova bile optimalne za sve režime leta. Za sada još nema informacija o tome, barem koliko je autoru poznato, da se ovakvo krilo uspjelo proizvesti pomoću aditivnih tehnologija. Da bi se ovo omogućilo moraju biti zadovoljna tri uvjeta pametnih materijala. Prvi je uvjet dovoljna fleksibilnost materijala kako bi se omogućile velike promjene oblika. Drugi uvjet podrazumijeva dovoljnu čvrstoću koja može podnijeti aerodinamičko opterećenje. Treći uvjet jest mogućnost brzog oporavka nakon rasterećenja konstrukcije. Pametni materijali pogodni za proizvodnju aditivnim tehnologijama su piezoelektrični materijali i takozvani „shape memory“ polimeri. [4]

2.3.3. Problemi aditivne proizvodnje

Unatoč brojnim prednostima koje donosi proizvodnja aditivnim tehnologijama, ovaj način proizvodnje ima i određene nedostatke. Prvi problem koji se javlja kod proizvodnje aditivnim tehnologijama jest ograničenje veličine dijela za printanje. Drugi problem vezan je za materijale. 3D printanjem materijala dobivaju se lošija mehanička svojstva s obzirom na svojstva dijela od istog materijala proizvedenog tradicionalnim metodama. Čvrstoća dijela proizvedenog aditivnim tehnologijama nije uniformna zbog proizvodnje sloj po sloj te je slabija u smjeru nanošenja slojeva. Treći problem koji se javlja u ovom načinu proizvodnje jest brzina proizvodnje dijelova. Iako su pri proizvodnji prototipa i malog broja komada aditivne tehnologije na samome vrhu, pri masovnoj proizvodnji javlja se problem. Ovaj način proizvodnje daje puno manje komada u jedinici vremena usporedno s proizvodnjom tradicionalnim tehnologijama izrade. [11]

3. GEOMETRIJA KRILA ZA NUMERIČKU ANALIZU

Vanjska geometrija krila koja je iskorištena u ovom radu, kako za konvencionalno tako i za krilo nestandardne morfologije, zbog olakšanog proračuna pojednostavljena je tako da na njoj ne postoje upravljačke površine kao što su krilca, zakrilca i pretkrilca, a preuzeta je iz [12]. Krilo je pravokutno sa simetričnim aeroprofilom NACA0014. Geometrija krila konstruirana je pomoću programa SolidWorks 2012.

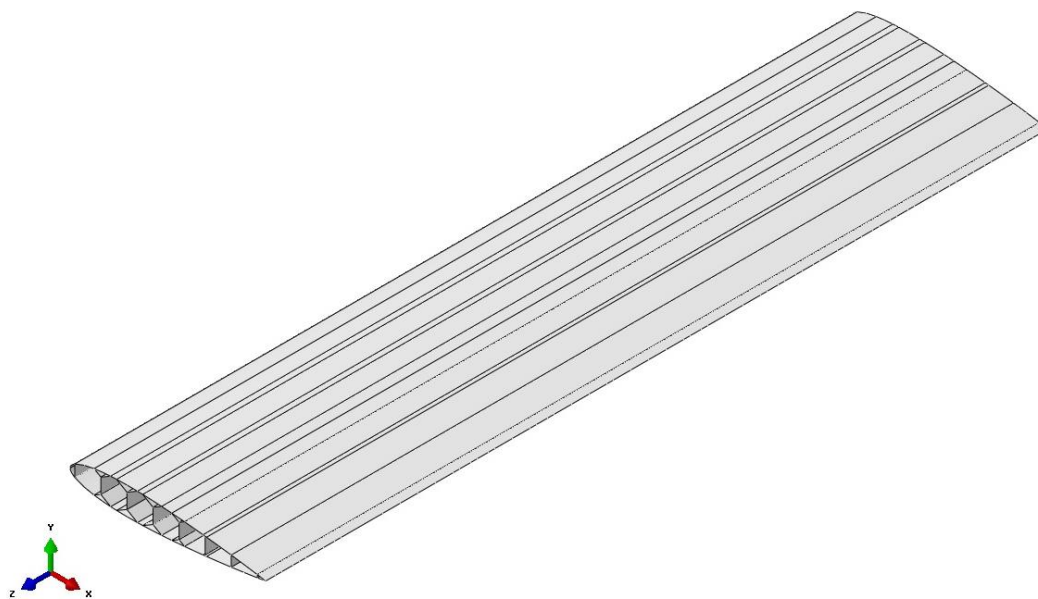
3.1. Krilo nestandardne morfologije

Morfologija nestandardnoga krila koja je razrađena u daljnjem radu temelji se na morfologiji krila bespilotne letjelice tvrtke Aurora Flight Sciences iz 2015. godine [7]. Naime, unutarnja konstrukcija krila navedene letjelice napravljena je pomoću pravilnih šesterokuta različitih veličina u pojedinim presjecima aeroprofila kako prikazuje slika 8. Dok se ovakav koncept uvelike koristi kod sendvič konstrukcija i time ima veliku primjenu, u ovom slučaju posebnost daje orijentacija šesterokuta koji su postavljeni duž raspona krila. Model krila koji je iskorišten u daljnjoj analizi ovoga rada, radi pojednostavljenja modeliran je pomoću šesterokuta jednakih veličina.

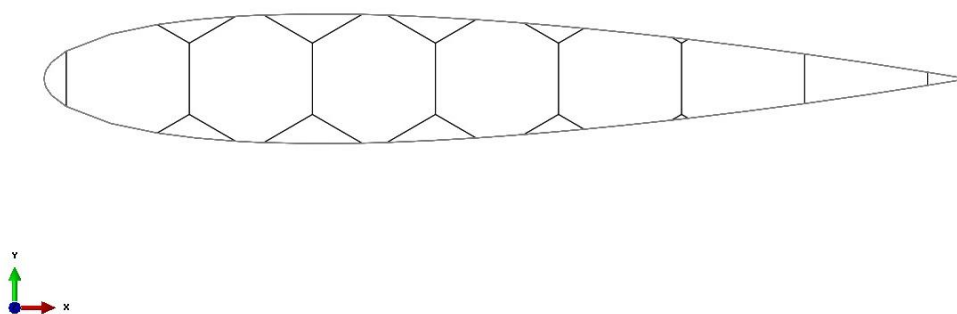


Slika 8 Krilo bespilotne letjelice Aurora Flight Sciences [8]

Model krila u SolidWorksu napravljen je kao ljuskasta konstrukcija te su mu naknadno zadane debljina oplata i debljina unutrašnjih elemenata. Slike 9 i 10 prikazuju geometriju krila nestandardne morfologije.



Slika 9 Prikaz geometrije krila nestandardne morfologije u izometriji



Slika 10 Nacrt krila nestandardne morfologije

3.2. Konvencionalno krilo

Konvencionalno krilo koje će poslužiti za usporedbu s krilom nestandardne morfologije preuzeto je u cijelosti iz [12]. Kako je prije navedeno krilo je pravokutno, a detaljniji opis ovog krila dan je u tablici 1.

Tablica 1 Geometrijska svojstva konvencionalnog krila

Aeroprofil	NACA0014
Duljina tetive	1,5 m
Duljina polukrila	6 m
Površina polukrila	9 m ²
Vitkost	8
Suženje	1
Kut strijele	0°
Kut dihedrala	0°
Položaj prednje ramenjače	25% tetive
Položaj stražnje ramenjače	75% tetive

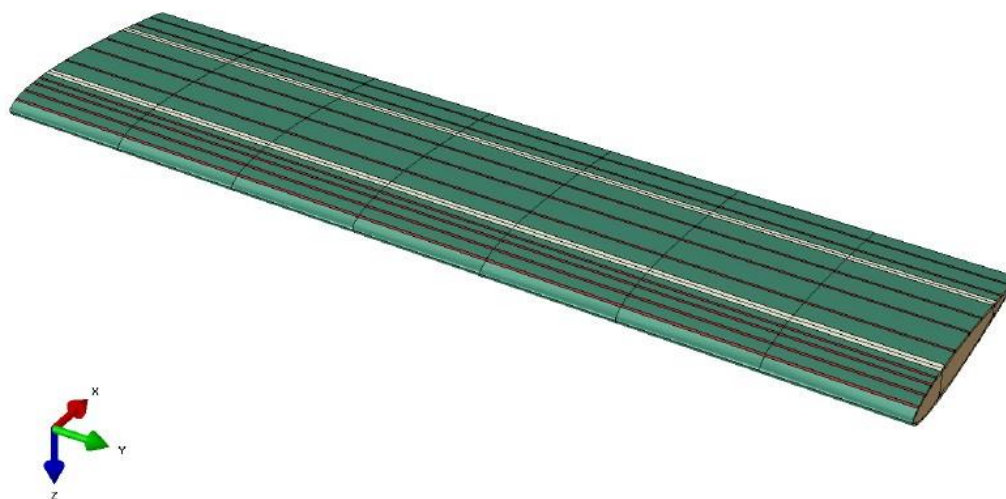
Polukrilo se sastoji od oplata ojačane pomoću 18 uzdužnica L- profila dimenzija struka 15 mm , 8 rebara međusobno udaljenih za 857 mm te dvije ramenjače koje su s oplatom spojene pomoću dvije L-prirubnice dimenzija struka 30 mm. Debljine pojedinih dijelova dani su u tablici 2.

Tablica 2 Debljine pojedinih elemenata za konvencionalno krilo izrađeno od aluminijske legure

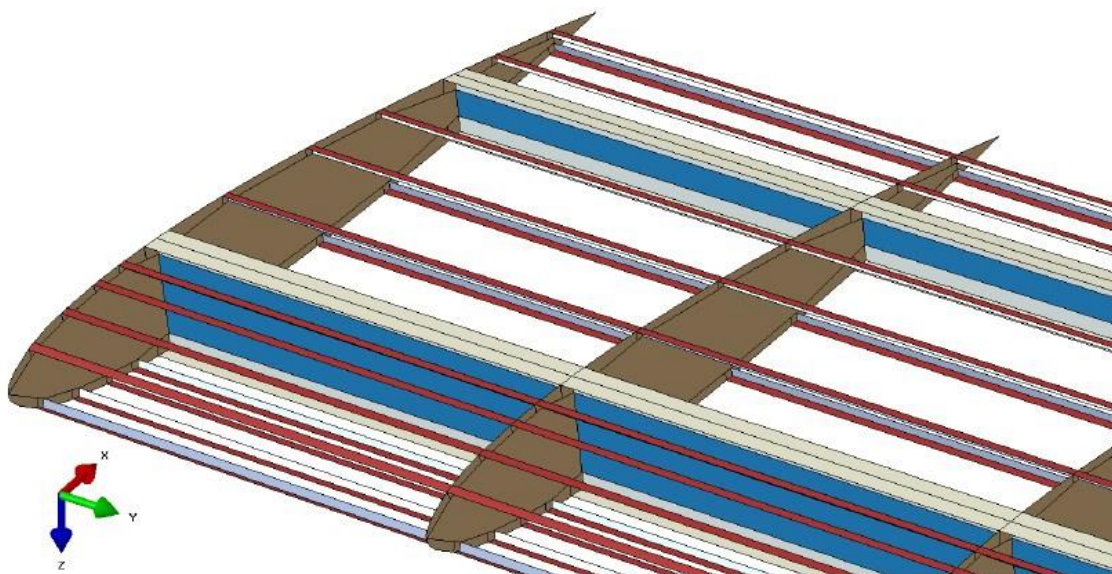
Element	Debljina
Oplata	1 mm
Rebra	1 mm
Ramenjača	1 mm
Struk uzdužnice	1 mm
Spoj oplata i uzdužnice	2 mm

Spoj oplata i ramenjača	2 mm
Spoj ramenjača i spojnica s oplatom	3 mm

Na slikama 11 i 12 prikazana je geometrija konvencionalnog krila .



Slika 11 Geometrija konvencionalnog krila [11]



Slika 12 Prikaz detalja geometrije konvencionalnog krila bez oplata [12]

4. NUMERIČKI MODEL

Za numeričku analizu krila nestandardne morfologije koja je u daljnjem tekstu razrađena korišten je programski paket Abaqus/CAE 6.12. Analiza je provedena na modelu za izotropni materijal pri čemu je geometriji modela bilo dovoljno zadati mehanička svojstva materijala i debljinu elementa. U modelu je kao materijal odabrana legura aluminija 2024 čija su mehanička svojstva preuzeta iz [12], tablica 3.

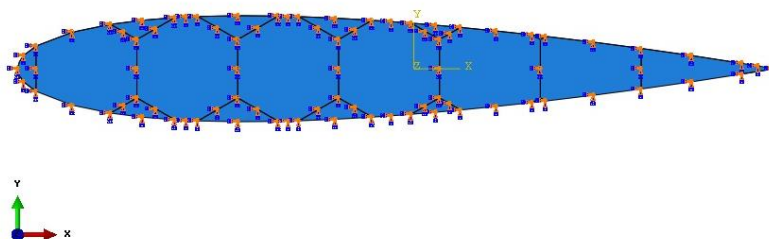
Tablica 3 Svojstva aluminijeve legure 2024

Aluminijeve legure 2024

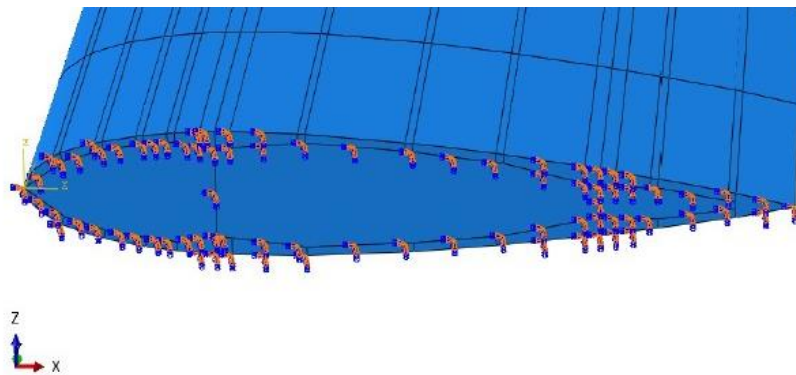
Modul elastičnosti E	73 GPa
Poissonov koeficijent ν	0.33
Gustoća ρ	2780 kg/m ³

4.1. Rubni uvjeti

Rubni uvjeti zadani su u korijenu krila tako da su spriječeni pomaci u smjeru x, y i z osi te su također spriječene i rotacije oko tih osi. Ovakvi rubni uvjeti zadani su i na krilu nestandardne morfologije i na konvencionalnom krilu. Na slici 13 prikazani su rubni uvjeti na krilu nestandardne morfologije, a na slici 14 na konvencionalnom krilu.



Slika 13 Uklještenje krila nestandardne morfologije



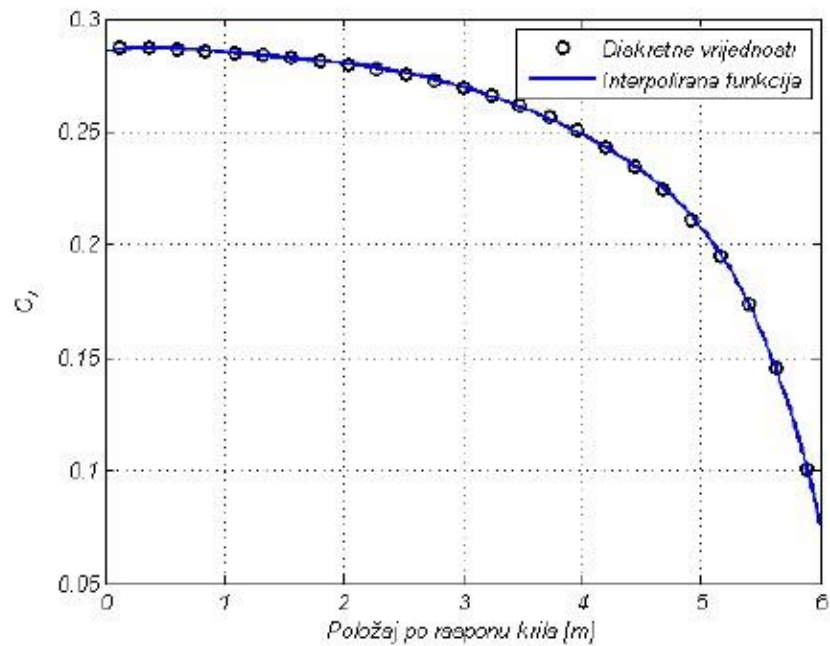
Slika 14 Rubni uvjeti konvencionalnog krila [12]

4.2. Opterećenje

Opterećenje krila korišteno u ovoj analizi preuzeto je u potpunosti iz [12] kako bi se dobiveni rezultati za krilo nestandardne morfologije mogli usporediti s već proračunatim rezultatima konvencionalnog krila preuzetih također iz [12] samo po kriteriju mase. Preuzeto opterećenje dobiveno je pomoću MATLAB skripte koja pomoću funkcije `polyfit` na temelju položaja presjeka na kojem je izračunat uzgon i iznosa tog uzgona određuje polinom 6. reda koji predstavlja $C_l = f(x)$. Raspored koeficijenta uzgona po rasponu krila prikazuje slika 15.

Jednadžba koeficijenta uzgona po rasponu krila glasi:

$$\begin{aligned}
 C_l = & 0,285538285274654 + 0,012554648061448 \cdot x \\
 & - 0,025617907598481 \cdot x^2 + 0,018627164022906 \cdot x^3 \\
 & - 0,006834924578087 \cdot x^4 + 0,001172208573854 \cdot x^5 \\
 & - 0,000078092096699 \cdot x^6
 \end{aligned}$$



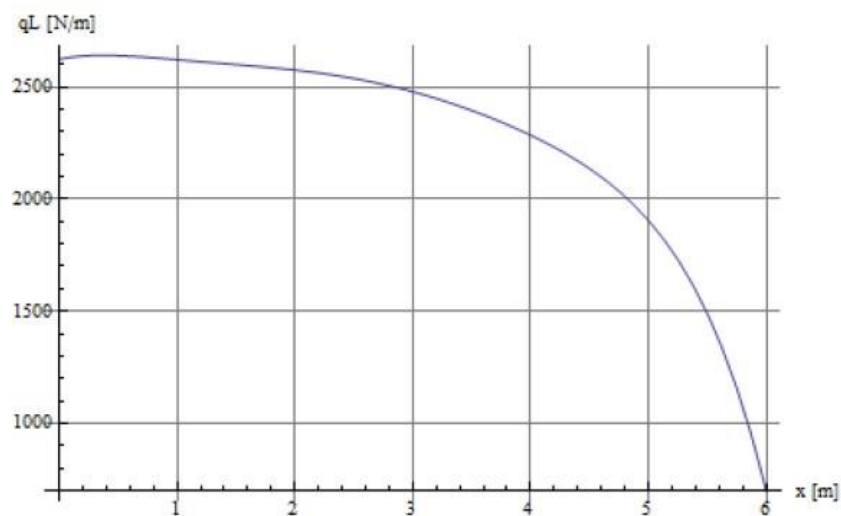
Slika 15 Raspored koeficijenta uzgona po rasponu polukrila [12]

Sila raspodijeljena po rasponu polukrila računa se prema jednadžbi

$$q_l = \frac{1}{2} \rho V^2 c \cdot C_l$$

Pri tome je pretpostavljena gustoća zraka $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$ i brzina slobodne struje $V=100 \text{ m/s}$.

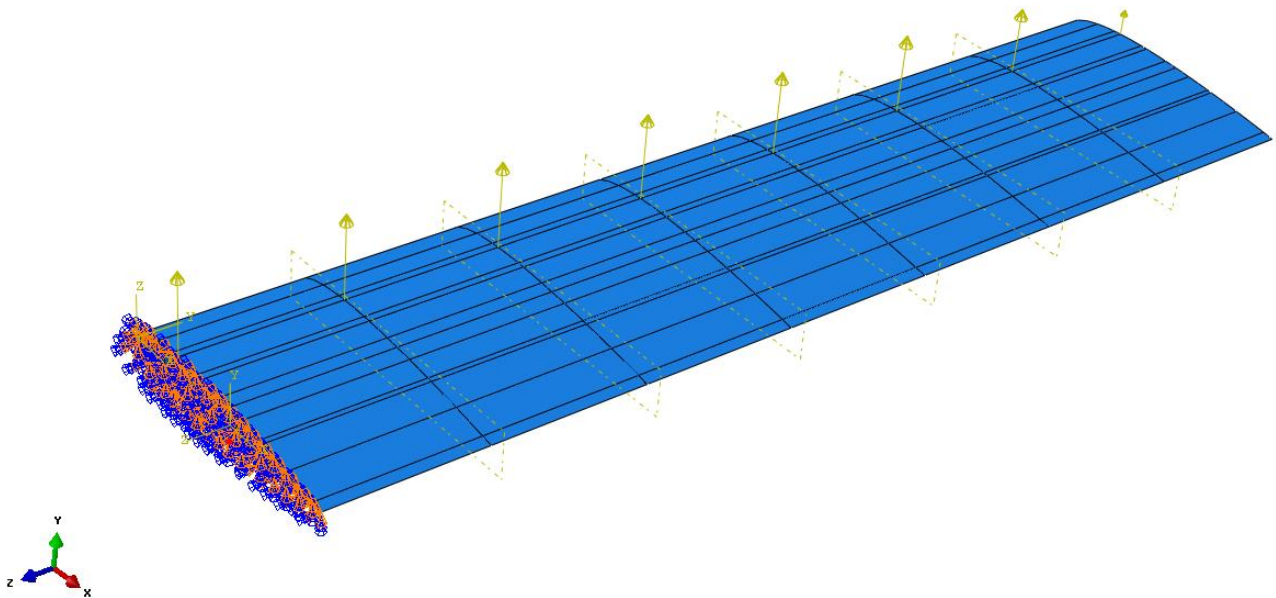
Ovisnost sile uzgona o položaju na krilu prikazana je na slici 16.



Slika 16 Raspodjela sile uzgona po polukrilu [12]

Na slici 17 prikazano je opterećenje zadano na modelu. Opterećenje je u programu Abaqus definirano pomoću niza koncentriranih sila čiji je iznos određen pomoću jednadžbe gdje y predstavlja udaljenost po rasponu krila.

$$\begin{aligned} F = & 2623,38299596088 + 115,345829064574 \cdot y \\ & - 235,3645260610789 \cdot y^2 + 171,1370694604674 \cdot y^3 \\ & - 62,79586956118400 \cdot y^4 + 10,76966627228677 \cdot y^5 \\ & - 0,7174711384259270 \cdot y^6 \end{aligned}$$



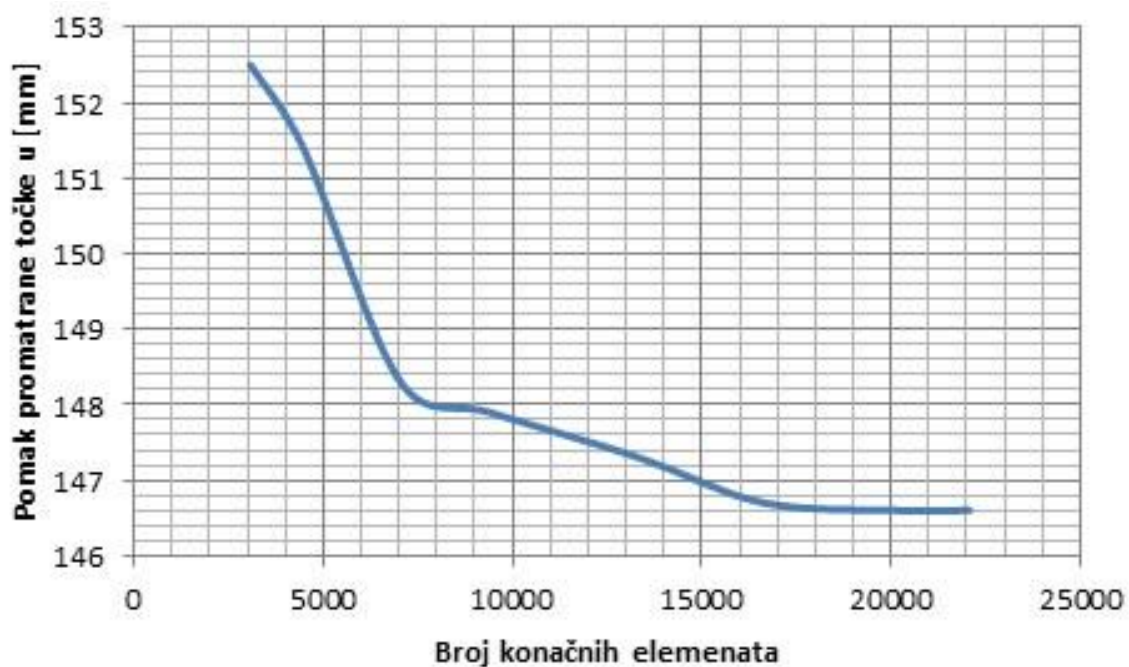
Slika 17 Opterećenje na modelu

4.3. Mreža konačnih elemenata

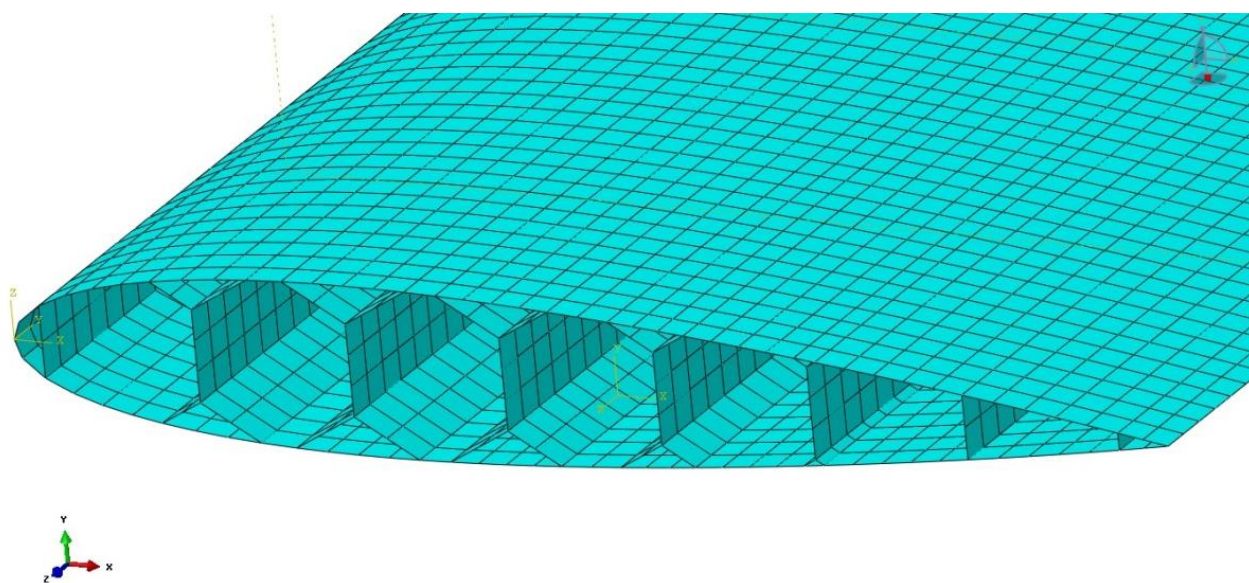
Krilo nestandardne morfologije

Geometrijski model krila nestandardne morfologije diskretiziran je pravokutnim ljuskastim elementima. Kako bi rezultate numeričke analize mogli smatrati prihvatljivima potrebno je provjeriti konvergenciju rješenja u odnosu na gustoću mreže konačnih elementa.

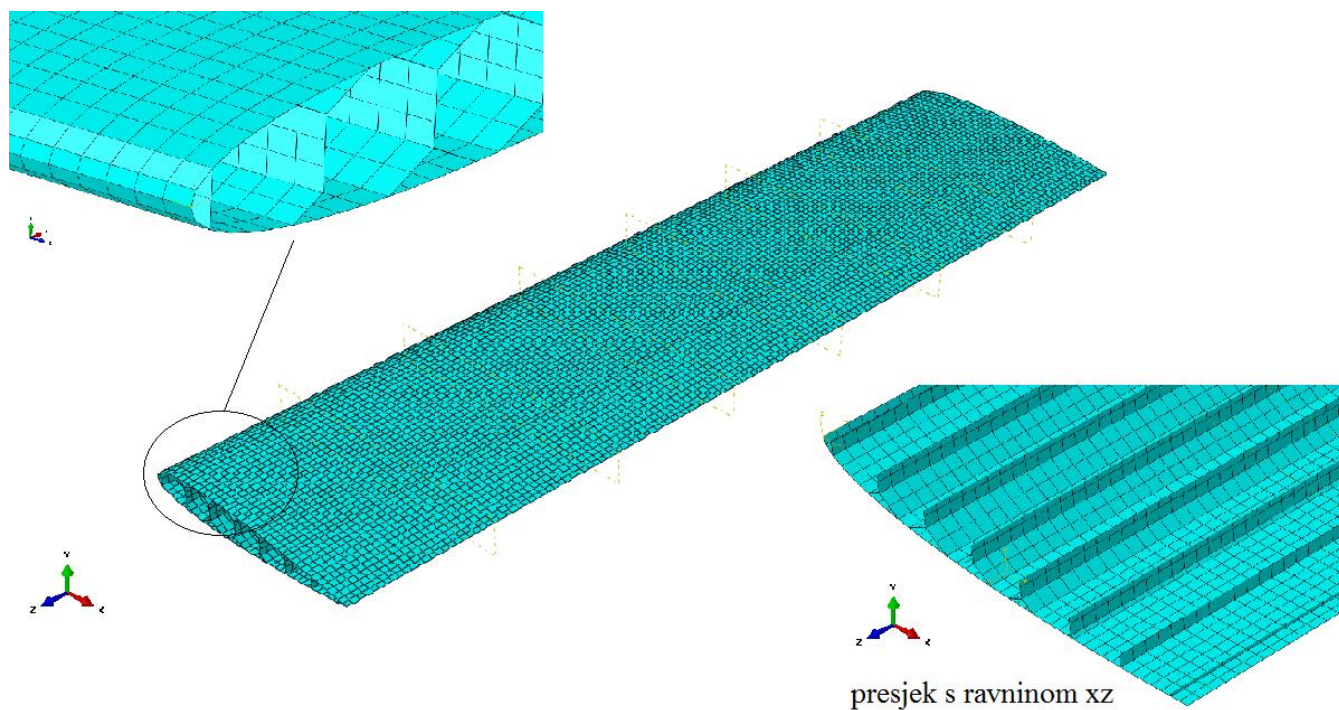
Provjera konvergencije provedena je pomoću kontinuiranog opterećenje od 1N/m za različite veličine elemenata. Mreža elemenata za krilo nestandardne morfologije koja će se koristiti u daljnjem proračunu sastoji se od 20170 pravokutnih elemenata.



Slika 18 Ovisnost pomaka točke na vrhu krila u smjeru djelovanja opterećenja u ovisnosti o broju konačnih elemenata za krilo nestandardne morfologije



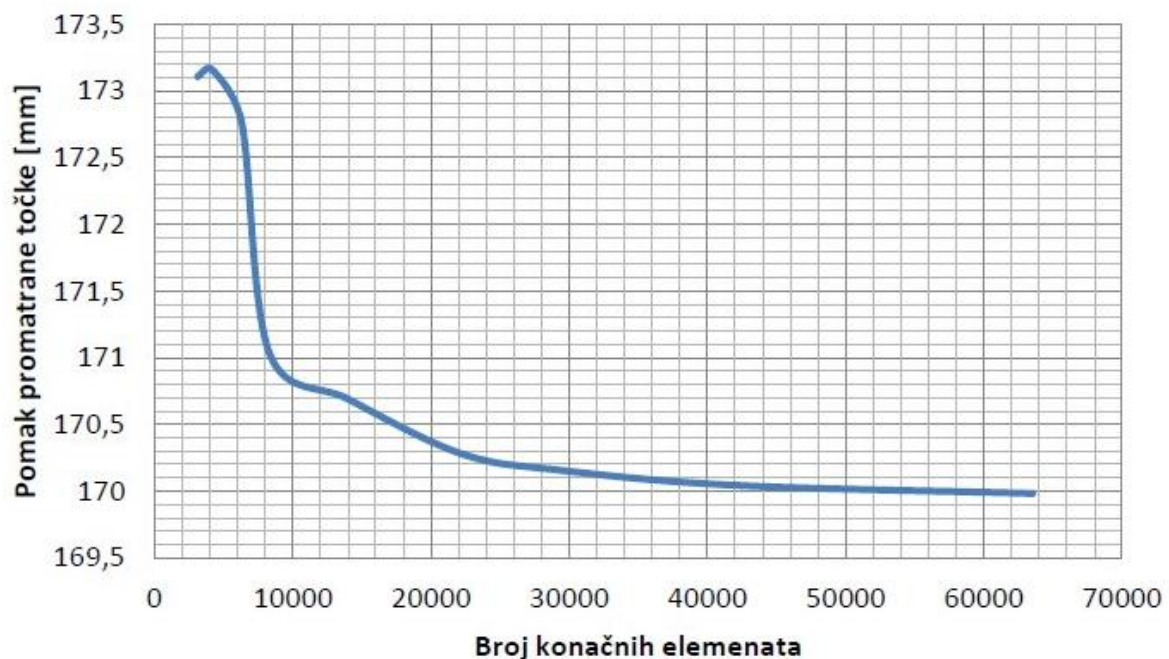
Slika 19 Mreža konačnih elemenata krila nestandardne morfologije



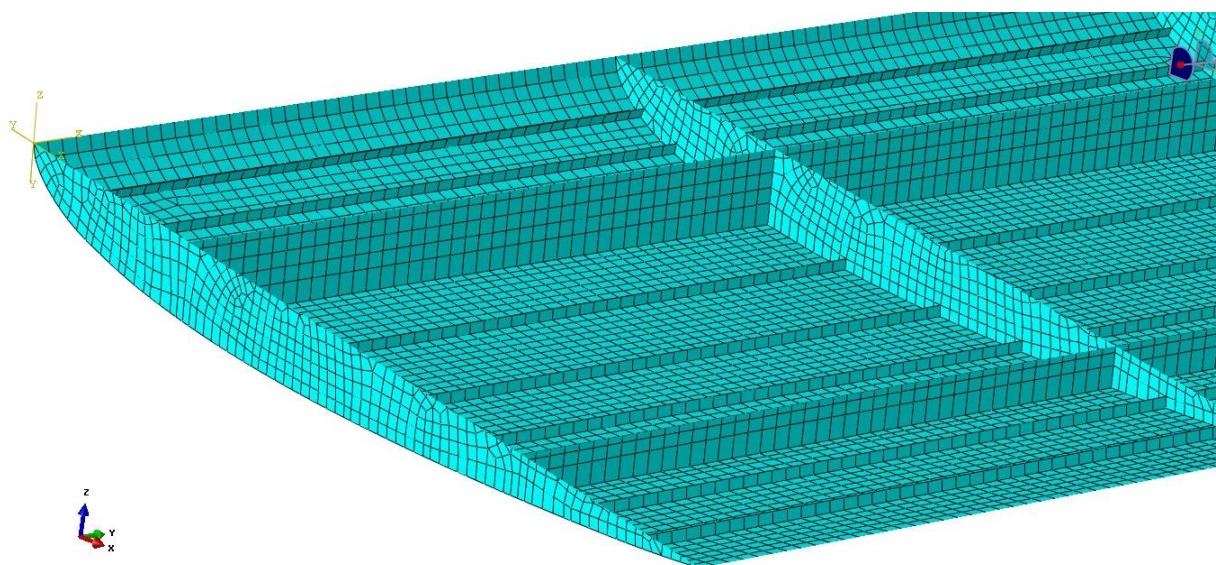
Slika 20 Detalji mreže konačnih elemenata krila nestandardne morfologije

Konvencionalno krilo

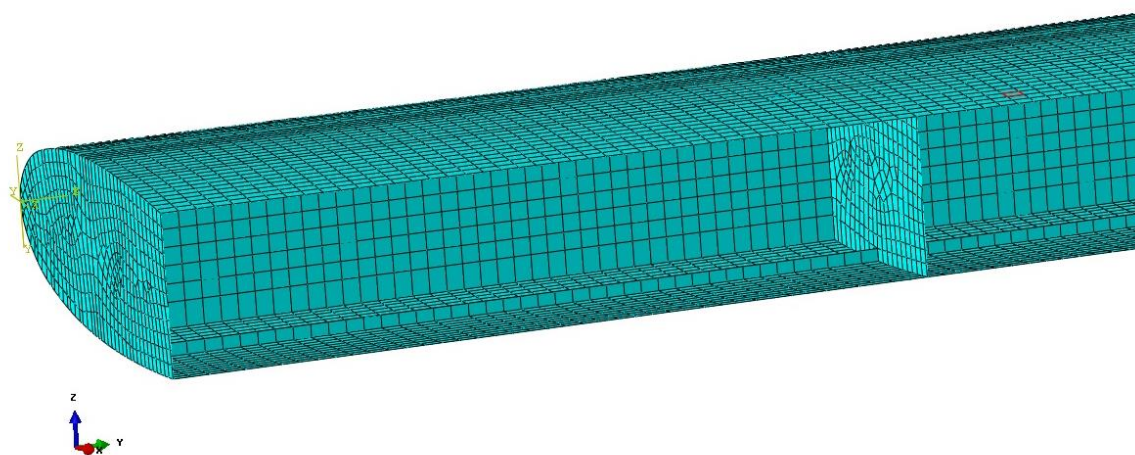
Geometrija konvencionalnog krila diskretizirana je također pomoću pravokutnih ljuskastih elemenata te prema potrebi pomoću trokutastih elemenata. Za ovo krilo provedena je provjera konvergencije na isti način kao i za krilo nestandardne morfologije. Slika 21 prikazuje konvergenciju mreže konačnih elemenata konvencionalnog krila. [12] Mreža konačnih elemenata koja je iskorištena za proračun konvencionalnog krila napravljena je od 63405 pravokutnih konačnih elemenata i 112 trokutastih konačnih elemenata što ukupno čini mrežu od 63517 elemenata. Na slikama 22 i 23 prikazana je mreža konačnih elemenata konvencionalnog krila.



Slika 21 Konvergencija pomaka u ovisnosti o broju konačnih elemenata za konvencionalno krilo [12]



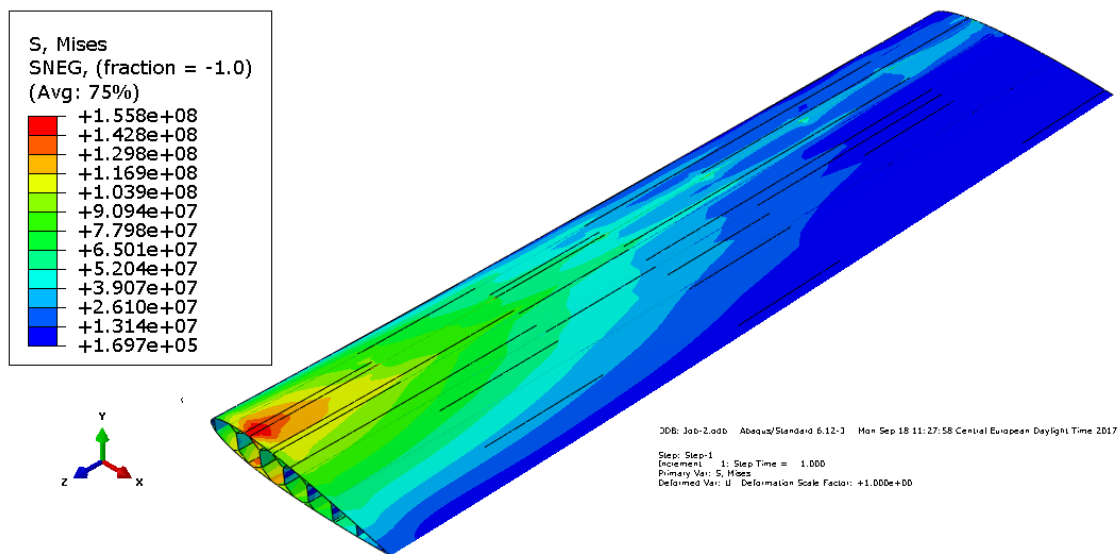
Slika 22 Mreža konačnih elemenata konvencionalnog krila u presjeku s globalnom x osi



Slika 23 Mreža konačnih elemenata konvencionalnog krila u presjeku s globalnom z osi

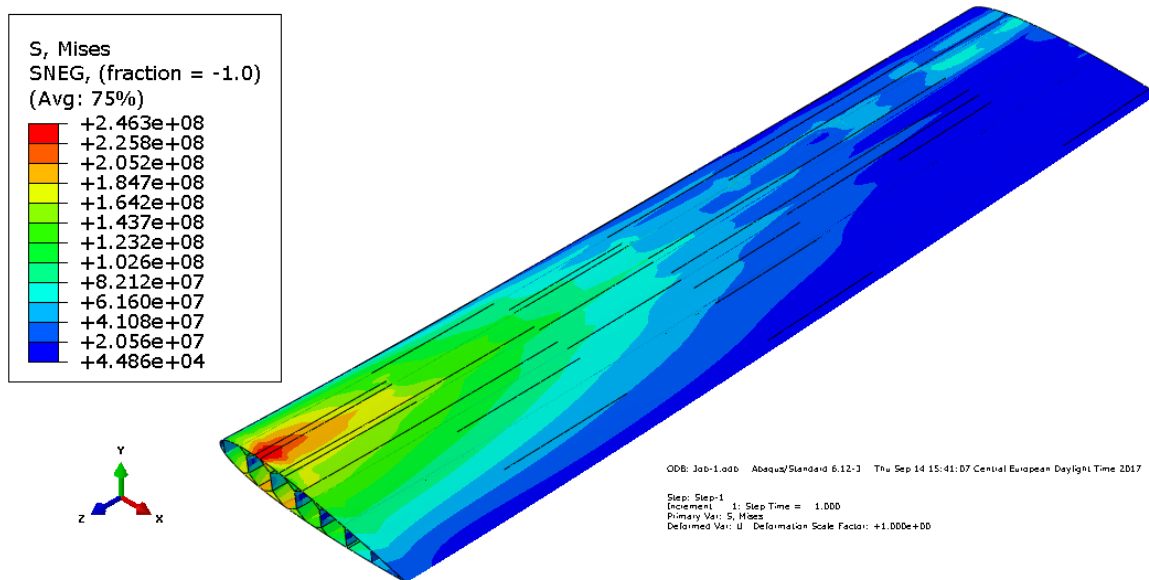
4.4. Rezultati

U numeričkoj analizi krila nestandardne morfologije uzeto je da je debljina svih dijelova 1 mm. Tako dimenzionirano krilo ima masu od 86,16 kg. Nakon provedene analize dobiveno je da je najveće naprezanje na krilu u korijenu prema Von Misesu te iznosi 155,8 MPa kako prikazuje slika 24.

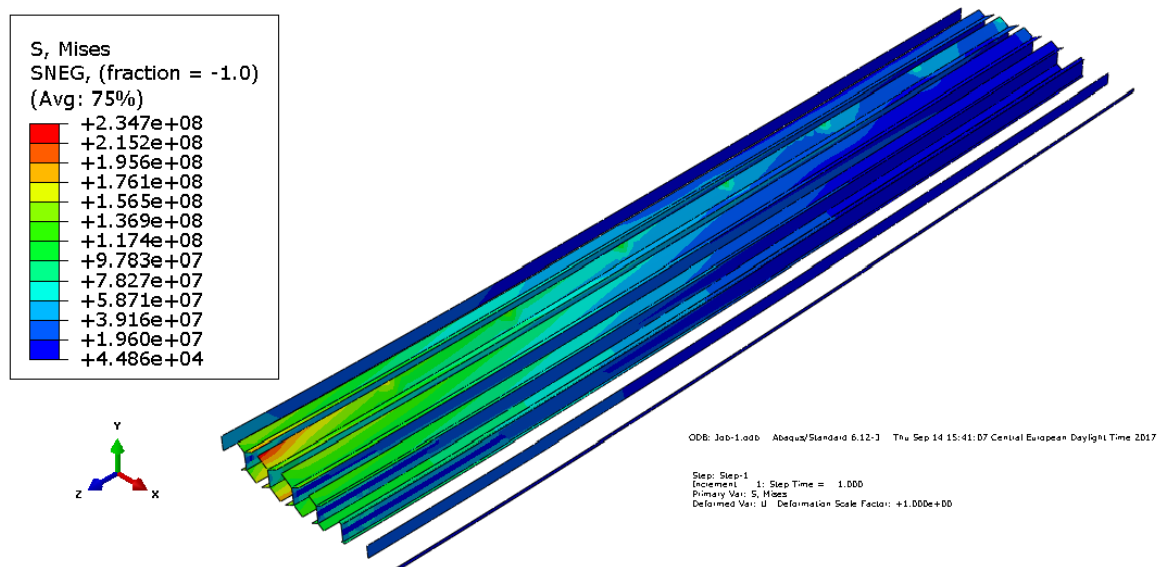


Slika 24 Naprezanja prema Von Misesu za krilo nestandardne morfologije debljine dijelova 1mm

Drugom iteracijom dimenzioniranja ovoga krila dobivena je masa od 60,19 kg tako što je debljina oplata smanjena na 0,5 mm dok je debljina unutrašnjih dijelova krila ostala 1 mm. Maksimalno naprezanje je također u krojenu krila te u ovom slučaju iznosi 246,3 MPa, slika 25. Granična čvrstoća za aluminijevu leguru 2024 koja je korištena u proračunu iznosi 324 MPa [13] tako da drugi slučaj s manjom masom također zadovoljava konstrukcijske zahtjeve.

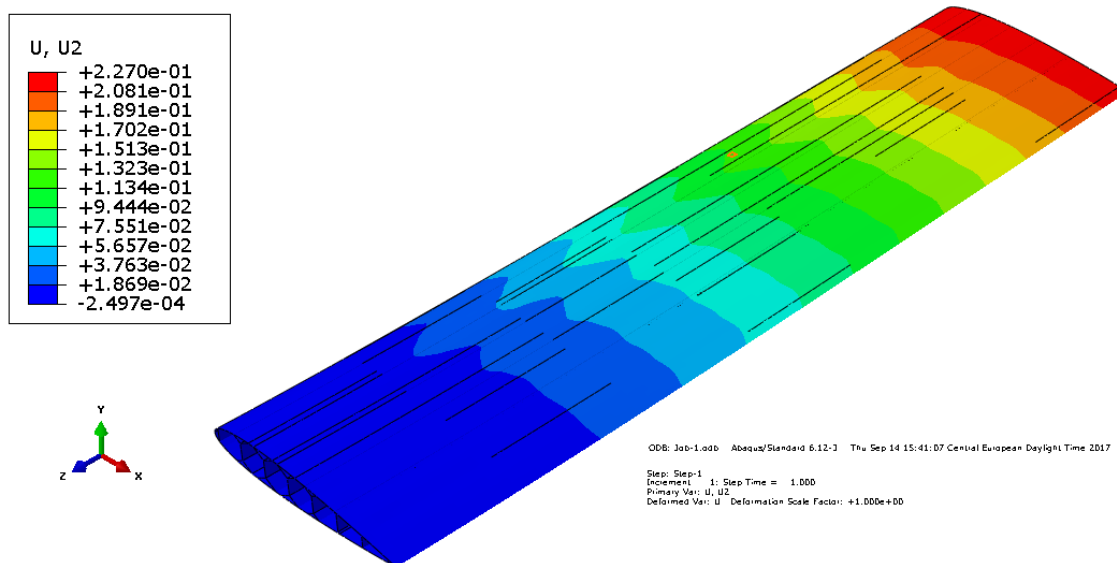


Slika 25 Naprezanja prema Von Misesu za krilo nestandardne morfologije mase 60, 19 kg



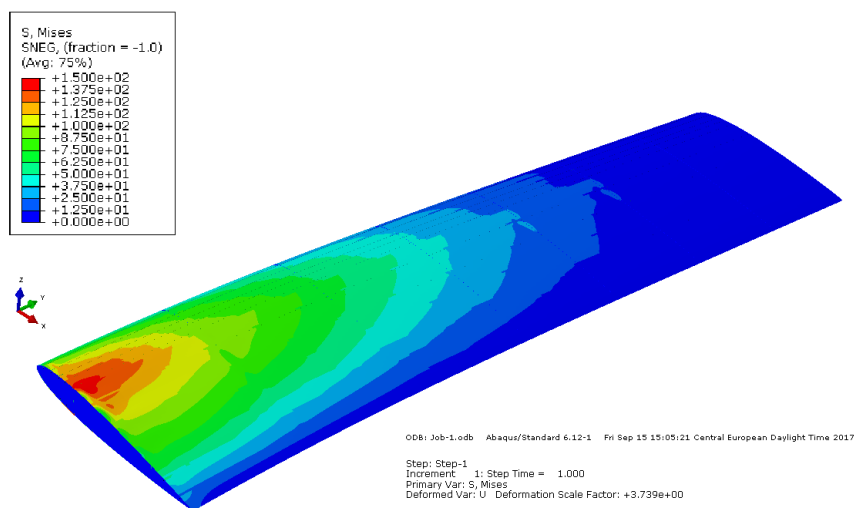
Slika 26 Naprezanja prema Von Misesu unutrašnjeg dijela krila nestandardne morfologije

Maksimalni pomak druge verzije krila nestandardne morfologije u smjeru djelovanja opterećenja iznosi 227 mm kako prikazuje slika 27.

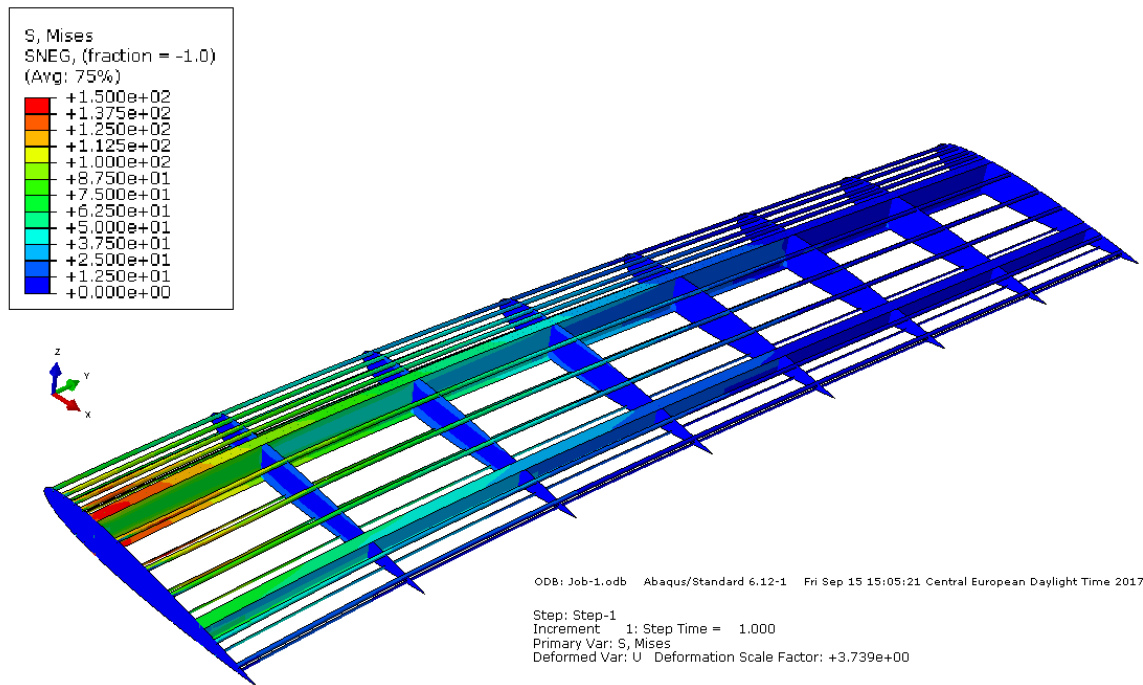


Slika 27 Pomak u smjeru djelovanja opterećenja krila nestandardne morfologije mase 60,19 kg

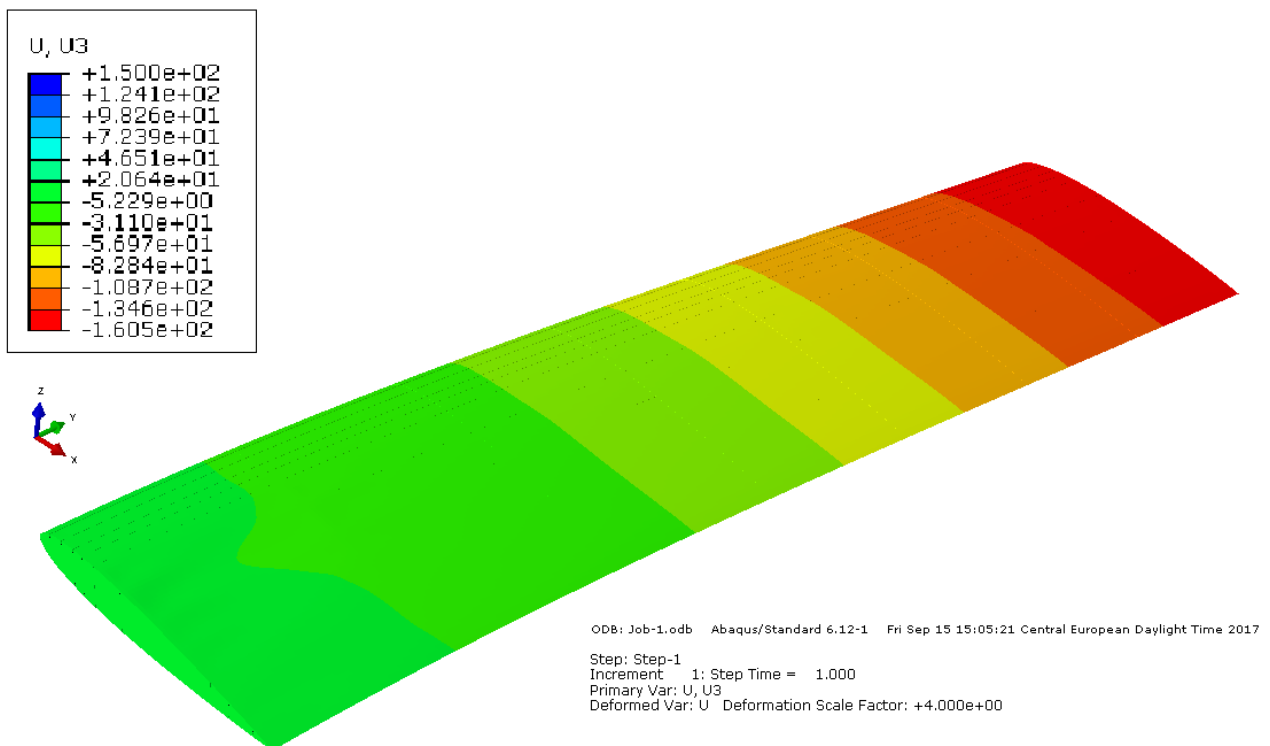
Konvencionalno krilo zadano kao što je opisano u poglavlju 3.2 ima masu od 78,4 kg. Tako zadano krilo ima najveće naprezanje od 149,8 MPa prema Von Misesu, dok mu maksimalni pomak u smjeru djelovanja opterećenja iznosi 160,5 mm.



Slika 28 Naprezanja na oplati konvencionalnog krila prema Von Misesu



Slika 29 Naprezanja na unutrašnjim elementima konvencionalnog krila prema Von Misesu

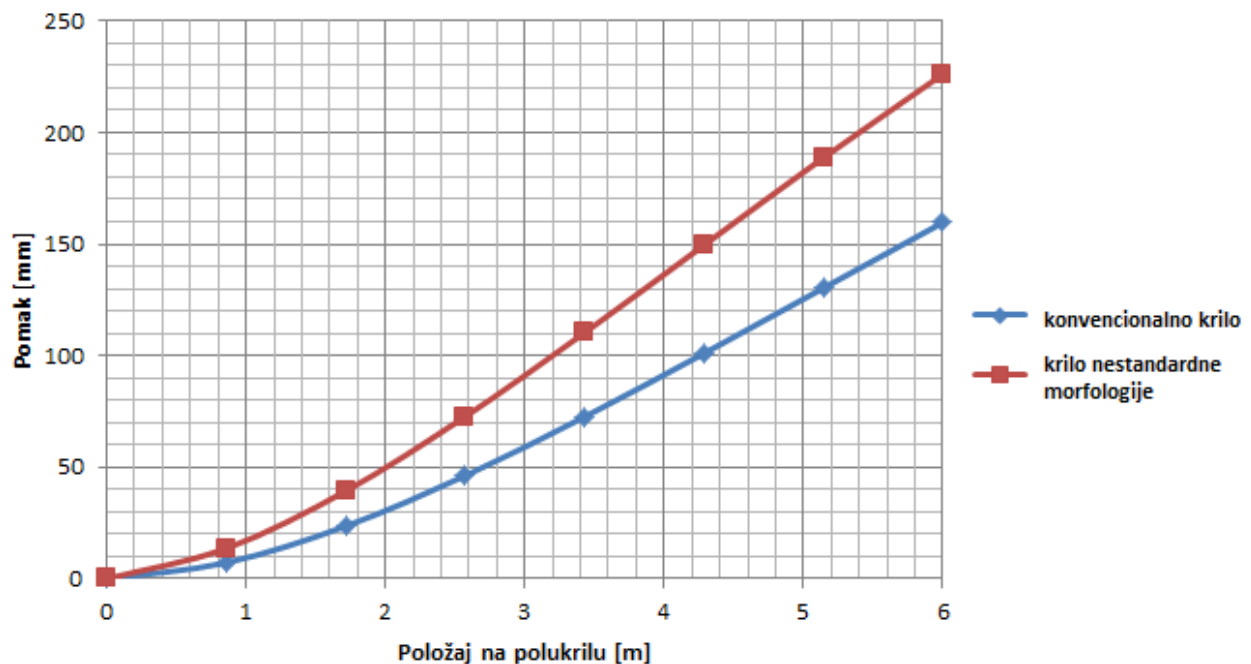


Slika 30 Pomaci konvencionalnog krila u smjeru djelovanja opterećenja

Usporedba pomaka krila nestandardne morfologije i konvencionalnog krila

Tablica 4 Usporedba pomaka u smjeru djelovanja opterećenja konvencionalnog krila i krila nestandardne morfologije

Položaj pomaka po rasponu polukrila[m]	Pomaci na konvencionalnom krilu [mm]	Pomaci na krilu nestandardne morfologije [mm]
0	0	0
0,857	7,18	13,58
1,714	23,56	39,33
2,571	46,15	72,70
3,428	72,56	110,28
4,285	100,99	149,53
5,142	130,21	188,67
5,999	159,65	226,07



Slika 31 Grafički prikaz pomaka u smjeru djelovanja opterećenja po rasponu polukrila

Usporedbom rezultata analize dvaju krila dobiveno je da krilo nestandardne morfologije ima masu manju od konvencionalnog krila za 18.21 kg. Uz takvu razliku masa dobivena su veća naprezanja u krilu nestandardne morfologije s razlikom maksimalnih naprezanja od 96.5 MPa. Unatoč dobivenoj razlici naprezanja, oba krila zadovoljavaju konstrukcijske zahtjeve zato što su maksimalna naprezanja na oba krila manja od granične čvrstoće koja za aluminijevu leguru 2024 iznosi 324 MPa. Analizom pomaka dvaju krila vidljivo je da su pomaci veći na krilu nestandardne morfologije. Razlika maksimalnih pomaka na vrhu krila iznosi 66.5 mm dok su razlike pomaka duž krila prikazane na slici 31.

Moment inercije mjera je otpora promjeni kutne brzine odnosno rotaciji letjelice što znači da je važan za upravljivost letjelice. Upravljenost letjelice to je veća što je moment inercije manji. Moment inercije određen je pomoću tenzora drugog reda, čije komponente nazivamo inercijskim značajkama. Osim što su važne za upravljivost, inercijske značajke izravno su povezane s naprezanjima i progibom nastalim pri savijanju krila te su u ovom slučaju iskorištene za proračun savojnih krutosti krila. Savojna krutost oko neke osi dobije se umnoškom momenta inercije oko promatrane osi i modula elastičnosti. U tablici 5 dani su vlastiti momenti inercije oko x , y , i z osi te pripadajuće savojne krutosti. Iznosi momenata inercije preuzeti su iz numeričke analize programskog paketa Abaqus. Pošto su u numeričkoj analizi globalni koordinatni sustavi dvaju krila drugačije definirani pri ovoj usporedbi uzeti ćemo da se os x pruža duž aeroprofila, os y određuje raspon polukrila, a os z je okomita na njih.

Tablica 5 Momenti inercije i savojna krutost dvaju krila

	Konvencionalno krilo	Krilo nestandardne morfologije
I_{xx}	$2,40 \cdot 10^5 \text{ m}^4$	$182,69 \text{ m}^4$
I_{yy}	$1,48 \cdot 10^4 \text{ m}^4$	$8,90 \text{ m}^4$
I_{zz}	$2,54 \cdot 10^5 \text{ m}^4$	$191,01 \text{ m}^4$
EI_{xx}	$1,7520 \cdot 10^{16} \text{ Nm}^2$	$1,3336 \cdot 10^{13} \text{ Nm}^2$
EI_{yy}	$1,0804 \cdot 10^{15} \text{ Nm}^2$	$6,497 \cdot 10^{11} \text{ Nm}^2$
EI_{zz}	$1,8542 \cdot 10^{16} \text{ Nm}^2$	$1,3944 \cdot 10^{13} \text{ Nm}^2$

Iz tablice 5 vidljivo je da je svojna krutost konvencionalnog polukrila veća nego polukrila nestandardne morfologije te se kao posljedica javlja manji progib konvencionalnog polukrila što je vidljivo iz slike 31.

5. TOPOLOŠKA OPTIMIZACIJA

Pri modeliranju konstrukcije krila nakon provedene statičke analize metodom konačnih elemenata korisno je provesti topološku optimizaciju. Topološka optimizacija proces je određivanja optimalnog rasporeda elemenata konstrukcije. Ovaj proces bitna je sastavnica u fazi razvoja proizvoda i posebno je zanimljiva pri razradi nestandardne morfologije krila jer govori o tome koji dio krila zahtjeva gušću strukturu, a u kojem se dijelu može uštedjeti na masi bez ugrožavanja integriteta konstrukcije. Postoje razni načini topološke optimizacije, a ovdje je pobliže objašnjen jedan koji bi bio logični nastavak analizi dvaju krila standardne i nestandardne morfologije za izotropni materijal.

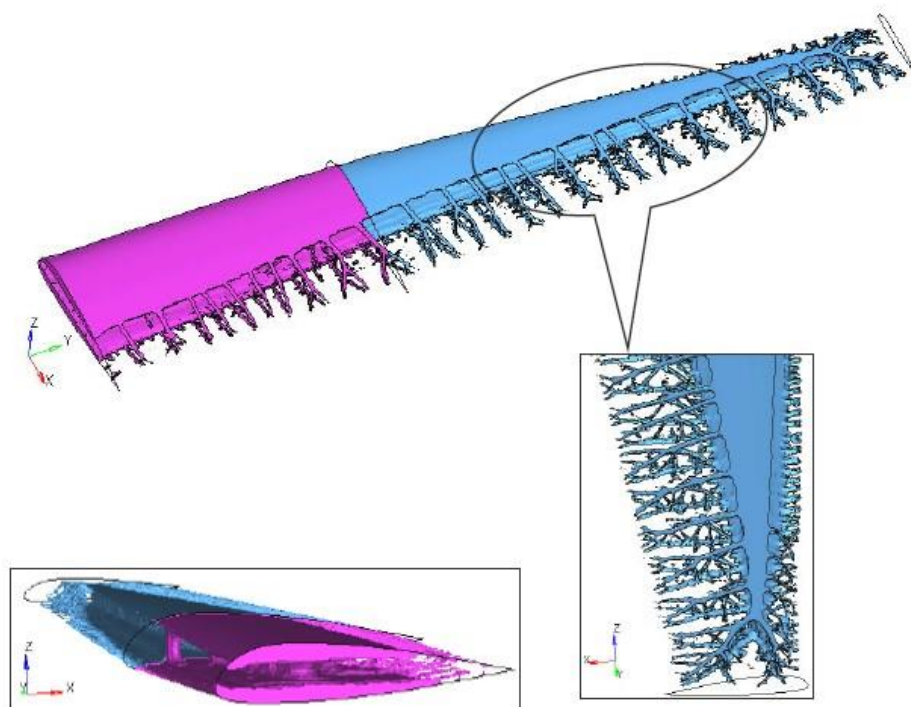
Topološka optimizacija u svom procesu određivanja optimalnog rasporeda materijala u konstrukciji kombinira metodu konačnih elemenata s algoritmom optimizacije. Ovaj proces koristi elastičnu energiju pohranjenu u opterećenom modelu kao recipročnu mjeru krutosti. Svakom konačnom elementu unutar željene konstrukcije dodajemo parametar relativne gustoće ρ koji može varirati između 0 i 1. Taj parametar utječe na tenzor elastičnosti prema jednadžbi

$$\frac{E}{E_0} = \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^p$$

E_0 pri tome označava nominalnu krutost elementa, a eksponent p parametar pomoću kojeg dobivamo što je moguće diskretniju vrijednost. Zadatak je odrediti gustoću svakog elementa. Ako u jednadžbi relativna gustoća ρ nekog elementa teži u nulu, tada i njegova krutost teži u nulu. U tom slučaju element se može izbrisati jer nije bitan u konstrukciji. Kada relativna gustoća elementa dostigne vrijednost 1 znači da je taj element iznimno bitan u konstrukciji i ne smije ga se obrisati. Ovaj postupak topološke optimizacije naziva se skraćeno SIMP (Solid Isotropic Material with Penalization) i prigodan je za analizu konstrukcija napravljenih od izotropnih materijala. [14]

Primjer topološke optimizacije krila

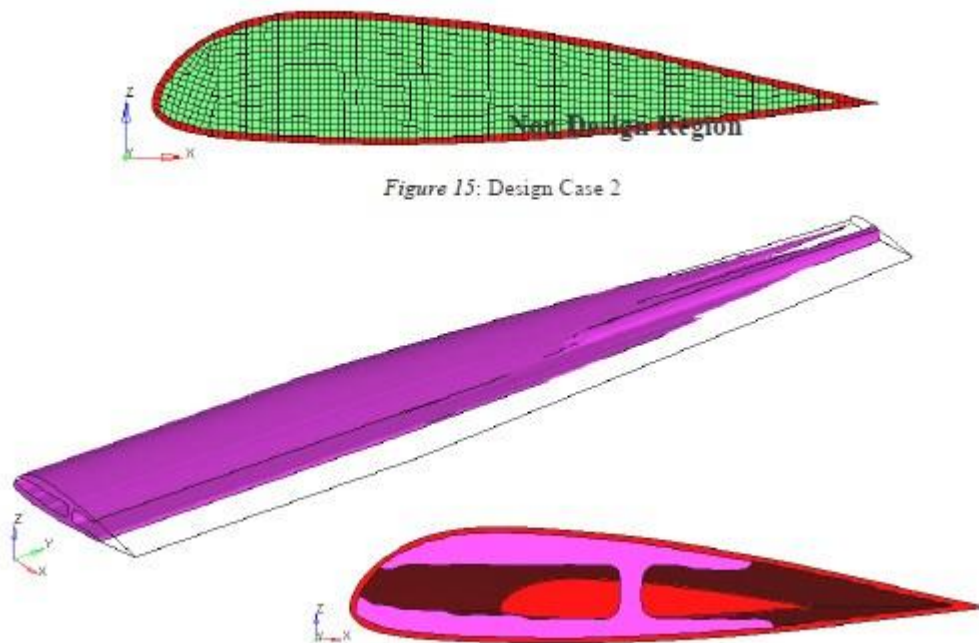
Početna točka optimizacije krila jest izrada statičke analize krila metodom konačnih elemenata. Nakon provjere rezultata analize postavlja se optimizacijski problem na modelu konačnih elemenata pomoću programskog paketa za topološku optimizaciju. Pri postavljanju optimizacijskog problema potrebno je postaviti odgovarajuća ograničenja kako bi se krilo optimiziralo na željeni način. U slučaju kada ne bi bila zadana nikakva proizvodna ograničenja krilo bi bilo optimizirano kao što prikazuje slika 32. Ovakvim načinom optimizacije dobivaju se strukture najsličnije onima u prirodi.



Slika 32 Topološki optimizirano krilo bez proizvodnih ograničenja [14]

Zbog toga što ovakva struktura nije praktički primjenjiva, u optimizaciji je ipak potrebno postaviti odgovarajuća ograničenja. Vanjski sloj konačnih elemenata predstavlja oplatu krila i treba biti izuzet iz proračuna. Osim oplata bitni elementi poput ramenjača dobivaju se pomoću proizvodnog ograničenja ekstruzije. Ovo ograničenje modelira konstrukcije konstantnog poprečnog presjeka. Primjer krila s ograničenjima oplata i ekstruzije prikazuje slika 33. Na slici je vidljivo da ovako topološki optimizirano krilo ocrta koncept krila s jednom ramenjačom. Na sličan se način dobiva i

koncept dvije ramenjače no za to je potrebno, uz korištenje istih ograničenja, krilo podijeliti u dvije cjeline. [14]



Slika 33 Topološki optimizirano krilo s jednom ramenjačom [14]

Kao što aditivni postupci proizvodnje donose značajna poboljšanja u procesu proizvodnje, tako topološka optimizacija donosi prednosti u procesu razrade proizvoda. Osim što omogućava značajno smanjenje mase uz nenarušenu čvrstoću konstrukcije, omogućava i smanjenje vremena proizvodnje, troškova i količine iskorištenog materijala. Različitim odabirom proizvodnih ograničenja moguće je modelirati krila raznih unutrašnjih struktura povoljnih za izradu aditivnim tehnologijama proizvodnje.

6. ZAKLJUČAK

Aditivne tehnologije proizvodnje igraju sve veću ulogu u avionskoj i svemirskoj industriji. Njihova raširenost raste sukladno razvoju novih metoda proizvodnje i mogućnosti printanja sve više vrsta materijala. Zbog ograničenja veličine 3D printera ovaj se način proizvodnje za sada koristi samo za izradu dijelova civilnih aviona i većih letjelica dok se kod bespilotnih letjelica printaju i velike konstrukcijske cjeline. Osim ograničenja veličine, problem u izradi dijelova letjelica aditivnim tehnologijama su nekonzistentna mehanička svojstva materijala u smjeru nanošenja slojeva. Posljedica upotrebe aditivnih tehnologija u zrakoplovstvu jest smanjenje mase konstrukcije zbog mogućnosti izrade složenih šupljih struktura, niža cijena proizvodnje te smanjenje vremena i cijene montaže. Zbog toga što su aditivne tehnologije još uvijek u svome razvoju očekuje se da će njihova upotreba i mogućnosti još dosta napredovati. Sljedeći korak u razvoju ovih tehnologija jest izrada većih strojeva koji bi bili u mogućnosti printati velike konstrukcijske cjeline poput krila i trupa te poboljšanje svojstva materijala uz smanjenje cijene kako bi se još više povećala konkurentnost.

Provedena numerička analiza krila nestandardne i konvencionalne morfologije je za rezultat dala razliku maksimalnih naprezanja od 96,5 MPa i razliku maksimalnih pomaka u smjeru djelovanja opterećenja od 66,5 mm. I naprezanja i pomaci veći su u slučaju krila nestandardne morfologije dok je masa tog krila manja od mase konvencionalnog krila za 18,21 kg. Maksimalna naprezanja koja se pojavljuju u obje konstrukcije unutar su dopuštene visine naprezanja tako da oba krila zadovoljavaju konstrukcijske zahtjeve. Dobiveni rezultati pokazuju kako su pomaci u smjeru djelovanja opterećenja u konvencionalnom krilu manji duž raspona nego što su kod krila nestandardne morfologije. Uzrok tome su veće savojne krutosti konvencionalnog krila.

Kako bi se konstrukcija optimalno modelirala nakon provedene statičke analize moguće je provesti proces topološke optimizacije. Rezultati topološke optimizacije pokazuju gdje je u konstrukciji nužno postaviti materijal i gdje u konstrukciji materijal nije potreban te se na taj način omogućava maksimalno smanjenje mase bez narušavanja integriteta konstrukcije.

7. LITERATURA

- [1] *Airbus, Predator Drones and Multi-Material 3D printing*, <http://www.creatz3d.com.sg/airbus-predator-drones-and-multi-material-3d-printing/> , 3.9.2017.
- [2] *Airbus division 3D prints aluminium component for Eurostar E3000 satellite*, <https://www.tctmagazine.com/3d-printing-news/airbus-division-3d-prints-aluminium-components-for-new-eurostar-satellite/> , 3.9.2017.
- [3] *Additive Manufacturing in the Aerospace Industry*, <http://www.engineering.com/AdvancedManufacturing/ArticleID/14218/Additive-Manufacturing-in-the-Aerospace-Industry.aspx> , 3.9.2017.
- [4] Goh, G.D., Agarwala, S., Goh, G.L., Dikshit, V., Yeong, W.Y. : *Additive manufacturing in unmanned aerial vehicles (UAVs): Challenges and potential*, Aerospace Science and Technology Vol.63, 140-151, 2017
- [5] Nguyen, J., Park, S., Rosen, D. : *Heuristic optimization method for cellular structure design of light weight components*, International Journal of Precision Engineering and Manufacturing Vol 14., 1071-1078, 2013
- [6] *It's Alive! Ames Engineers Harvest and Print Parts for New Breed of Aircraft*, <https://www.nasa.gov/ames/its-alive-ames-engineers-harvest-and-print-parts-for-new-breed-of-aircraft> , 5.8.2017.
- [7] *Aurora Flight Sciences and Stratasy Deliver World's First Jet-Powered, 3D Printed UAV in Record Time*, <http://additivemanufacturing.com/2015/11/09/aurora-flight-sciences-and-stratasy-deliver-worlds-first-jet-powered-3d-printed-uav-in-record-time/> , 5.8.2017.
- [8] *FDM-printed fixed wing UAV*, <http://www.amrc.co.uk/case-studies/fdm-printed-fixed-wing-uav>, 11.9.2017.
- [9] *SLM (Selective Laser Melting) : 3D Printing Metal*, <https://www.sculpteo.com/en/glossary/selective-laser-melting-definition/>, 10.9.2017

- [10] *Electron Beam Melting Fabrication Process for Metal 3D Prints*,
<https://www.sculpteo.com/en/glossary/ebm-definition/>, 10.9.2017.
- [11] Campbell, T., Williams, C., Ivanova, O., Garrett, B. : *Could 3D Printing Change the World? Technologies, Potential, and Implications of Additive Manufacturing*, Atlantic Council Strategic Foresight Report, 2011
- [12] Turčinović, I. : *Diplomski rad*, Zagreb, 2012
- [13] *ASM Aerospace Specification Metals Inc.*,
<http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=ma2024t4>, 13.9.2017
- [14] Rao, J.S., Kiran, S., Chandra, S., Kamesh, J.V., Padmanabhan, M.A. : *Topology optimization of aircraft wing*, HTC Driving Innovation with Enterprise Simulation, 2008